

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 404 698**

51 Int. Cl.:

B64C 1/06 (2006.01)

B64C 1/12 (2006.01)

B64C 3/18 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **24.11.2009 E 09763921 (5)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **09.01.2013 EP 2370315**

54 Título: **Componente plano de una aeronave y procedimiento para su fabricación**

30 Prioridad:

28.11.2008 DE 102008059653

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:

28.05.2013

73 Titular/es:

**GKN AEROSPACE SERVICES LIMITED (100.0%)
Ferry Road
East Cowes, Isle of Wight PO32 6RA, GB**

72 Inventor/es:

**RICHMOND, NOLAN y
RITSCHEL, THOMAS**

74 Agente/Representante:

LEHMANN NOVO, María Isabel

ES 2 404 698 T3

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín europeo de patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre concesión de Patentes Europeas).

DESCRIPCIÓN

Componente plano de una aeronave y procedimiento para su fabricación

5 La presente invención se refiere a un componente plano de una aeronave, en particular de un avión o un helicóptero, que forma una superficie con un espesor de material y que presenta nervaduras (larguerillos y costillas) con una altura de la nervadura, que forman superficies parciales del componente plano. Tales componentes planos encuentran aplicación especialmente como alas, componentes del fuselaje, carcasa de equipos de accionamiento, etc. en la técnica de construcción ligera de material compuesto reforzado con fibras. Además, se indica un procedimiento para la fabricación de un componente plano de este tipo.

10 Con relación a los esfuerzos realizados para preparar aviones adaptados ecológicamente en el futuro así como económicos en la fabricación y en el funcionamiento y, a pesar de todo, que cumplan las más estrictas especificaciones de seguridad, se buscan cada vez más posibilidades para fabricar las estructuras primarias esenciales (por ejemplo, componentes de las alas o componentes del fuselaje) no ya de aluminio, sino con material compuesto reforzado con fibras. Con esta técnica de construcción ligera se puede reducir claramente sobre todo el peso de los aviones. Durante la fabricación de tales estructuras primarias esenciales, hay que tener en cuenta que 15 éstas alcanzan medidas considerables, así por ejemplo los flaps de aterrizaje de aviones son componentes que se extienden sobre varios metros. Estos componentes están expuestos, además, a cargas altas durante el funcionamiento y, por lo tanto, representan componentes críticos para la seguridad, en los que deben cumplirse requerimientos especiales de resistencia, rigidez y calidad.

20 Tales materiales compuestos reforzados con fibras comprenden, en general, dos componentes esenciales, a saber, por una parte, las fibras y, por otra parte, una matriz de polímero que rodea las fibras. La matriz de polímero rodea las fibras y se endurece, por ejemplo, a través de un tratamiento térmico (polimerización), de manera que se realiza una reticulación tridimensional. Con esta polimerización se consigue que las fibras se unan entre sí fijamente y de esta manera se puedan introducir fuerzas, a saber, de una manera predominante a través de tensiones de empuje, en las fibras. Como fibras se contemplan, además de fibras de carbono, dado el caso también fibras de vidrio. Las 25 fibras de carbono, que son actualmente todavía comparativamente caras, están constituidas regularmente por al menos 90 % en peso de carbono. El diámetro de las fibras está, por ejemplo, entre 4,5 y 8 μm [micrómetros]. Las propiedades de tales fibras de carbono son anisótropas. En oposición a ello, las fibras de vidrio poseen una estructura amorfa y propiedades isotropas. Están constituidas con preferencia de óxido de silicio, pudiendo estar mezclados, dado el caso, otros óxidos. Mientras que las fibras de vidrio son relativamente favorables, las fibras de carbono se caracterizan por su alta resistencia y rigidez. 30

Precisamente en la construcción de aviones se emplea la llamada técnica Prepreg. En esta tecnología, se impregnan, por ejemplo, tejido pre-impregnado y otros semiproductos textiles también confeccionados en resina sintética y solamente se tratan térmicamente hasta una solidificación ligera (gelificación), de manera que son manipulables por capas. Un material Prepreg de este tipo se adhiere un poco y, por lo tanto, se puede disponer bien 35 en útiles de moldeo correspondientes o bien se pueden superponer por capas hasta que se ha configurado la forma deseada del componente. Si están dispuestas las capas deseadas del material Prepreg y de la estructura de vacío, se pueden endurecer (térmicamente). Para el endurecimiento de estos componentes Prepreg se emplean actualmente los llamados autoclaves, es decir, hornos, que son calentados, dado el caso, con sobrepresión (hasta 10 bares) durante horas, para conseguir un endurecimiento completo de los componentes evacuados.

40 A la vista del hecho de que en tales componentes, por una parte, regularmente el peso está en primer plano, pero sin olvidar los altos requerimientos planteados a la capacidad de carga de tales componentes, estos componentes de superficie grande son reforzados regularmente por medio de nervaduras de diferentes tipos, que se utilizan a continuación especialmente como concepto general para los componentes designados en la construcción de aviones con "larguerillos" y "costillas". Estos "larguerillos" tienen, por ejemplo, una altura de la nervadura en el 45 intervalo hasta 30 mm y se extienden linealmente, en particular paralelos entre sí, en una dirección de la extensión predeterminada sobre toda la superficie del componente. Además, la mayoría de las veces, a distancias regulares, están dispuestas las llamadas "nervaduras" todavía más grandes, de tal manera que éstas junto con los larguerillos se encuentran a modo de una rejilla sobre el componente plano y están conectadas con él. A través de estas disposiciones de las nervaduras se definen superficies parciales del componente plano, es decir, superficies 50 parciales, en las que el componente plano está formado regularmente esencialmente sólo con las capas del material de Prepreg. Para absorber aquí ahora también las fuerzas de aparecen en la aplicación, es necesario realizar resistencias suficiente, a cuyo fin se emplea un número correspondiente de capas de material de Prepreg, lo que, sin embargo, no siempre garantiza la resistencia al pandeo necesaria. Por este motivo, se emplean regularmente en componentes de aviones de tipo de construcción mayor un número mayor de capas, por ejemplo aproximadamente 55 30 capas, para conseguir aquí un espesor suficiente del material de más de 4 mm. Si se diseñase el número de las capas solamente de acuerdo con la resistencia, entonces podría no alcanzarse claramente el espesor necesario para la resistencia al pandeo y se pueden producir fallos de la estabilidad, es decir, deformaciones locales no deseadas, especialmente del tipo de pandeo que procedes desde la superficie del componente plano. De esta manera, en los componentes realizados monolíticamente existe con frecuencia el peligro de que estén

sobredimensionados por razones de estabilidad con relación a la resistencia y, por lo tanto, no se aprovecha el potencial de construcción ligera.

5 En el documento US 4.966.802 se describe un compuesto, que está fabricado de elementos de resina reforzados con fibras y que está unido por medio de adhesivo. En este caso, las costillas y nervaduras, que están fabricadas de la misma manera de material reforzado con fibras, están unidas entre sí, por ejemplo en el procedimiento de endurecimiento del componente plano a reforzar por medio de endurecimiento de la resina. Tales nervaduras y costillas no son adecuadas, sin embargo, en virtud de su tamaño, para el refuerzo optimizado en el peso contra pandeo.

10 En el documento WO 2008/037847 se describe un elemento doblado, como una superficie de soporte, una superficie de regulación o un estabilizador para aeronaves. En este caso, se propone introducir integralmente perfiles de refuerzo, por ejemplo, a través de conformaciones en forma de arco de la superficie a fabricar. Debido a los radios grandes necesarios durante la configuración del arco en un material compuesto de fibra, este procedimiento no es adecuado para el refuerzo de una superficie contra pandeo.

15 En la publicación DE 1 704 670 se describe un laminado de plástico con nervaduras de refuerzo así como un procedimiento para la fabricación de este laminado. En este caso, se colocan nervaduras prensadas por extrusión en el tejido de base, tejiéndolas a continuación. Un tejido de este tipo con las nervaduras prensadas por extrusión se puede fabricar en máquinas textiles convencionales. En tales tejidos es un inconveniente que la alineación de las nervaduras prensada por extrusión no está libre de la dirección de la fibra del tejido de base.

20 Partiendo de aquí, el cometido de la presente invención es solucionar, al menos en parte, los problemas descritos con relación al estado de la técnica. En particular, debe indicarse un componente plano, que está reducido en lo que se refiere al peso, pero al mismo tiempo está mejorado en lo que se refiere a la resistencia al pandeo. Además, debe indicarse un procedimiento sencillo, económico para la fabricación de tales componentes planos.

25 Estos cometidos se solucionan con un componente plano de acuerdo con las características de la reivindicación 1 de la patente así como con un procedimiento para la fabricación de un componente plano de una aeronave de acuerdo con las características de la reivindicación 6 de la patente. Otras configuraciones ventajosas de la invención se indican en las reivindicaciones de patente formuladas en función de ellas. Hay que indicar que las características indicadas individualmente en las reivindicaciones de la patente se pueden combinar entre sí de cualquier manera discrecional, conveniente tecnológicamente se indican otras configuraciones de la invención. La descripción, especialmente también en conexión con las figuras, explica la invención e indica ejemplos de realización adicionales.

30 De acuerdo con ello, la invención se refiere en primer lugar a un componente plano de una aeronave de material compuesto reforzado con fibras, que forma una superficie con un espesor de material y que está realizado con al menos un cordón de refuerzo de una dilatación predeterminada del cordón, siendo la dilatación del cordón como máximo 10 mm.

35 El componente plano sirve especialmente para la estructura de una superficie de soporte, superficie de guía y/o revestimiento exterior de una aeronave, en la que el componente plano propiamente dicho puede estar dispuesto o puede estar integrado también en el interior de estos componentes de aeronaves. Con relación a los materiales e remite aquí a las observaciones de la introducción. La preparación de un cordón de refuerzo, que está fabricado de la misma manera con material compuesto reforzado con fibras, eleva la estabilidad del componente plano. En este caso, los cordones de refuerzo no son comparables con los largueros y costillas conocidos, que están realizados como superficies perpendiculares al componente plano con una extensión mínima de 20 mm a 30 mm. En cambio, el cordón de refuerzo no tiene esencialmente ninguna estructura plana, sino más bien una sección transversal gruesa, redonda, ovalada a modo de un cordón. De acuerdo con ello, al menos la dilatación máxima del cordón, que está presente en una dirección perpendicularmente a la superficie o bien en la dirección del espesor del material, tiene 10 milímetros o incluso sólo como máximo 5 milímetros.

45 El componente plano de acuerdo con la invención de una aeronave de material compuesto reforzado con fibras se fabrica, además, de tal manera que forma un área con un espesor de material y presenta nervaduras con una altura de la nervadura, que forman superficies parciales del componente plano, estando realizada al menos una superficie parcial con al menos un cordón de refuerzo de una dilatación del cordón, que se extiende sobre la superficie parcial entre las nervaduras adyacentes.

50 En este componente plano se trata especialmente de un componente de material compuesto reforzado con fibras, como se ha explicado en la introducción. También con respecto a la disposición de las nervaduras y su configuración se remite a la introducción. Para contrarrestar ahora el fallo de la estabilidad (pandeo) y posibilitar al mismo tiempo un espesor del material monolítico fino, se prevé en al menos una superficie parcial, dado el caso también en todas las superficies parciales, un cordón de refuerzo. Dado el caso, también es posible integrar varios cordones de refuerzo en una superficie parcial. En principio, un cordón de refuerzo de este tipo se extiende sobre la superficie parcial, extendiéndose el cordón de refuerzo de manera especialmente preferida desde una zona de esquina de la superficie parcial hasta una zona de esquina opuesta de la superficie parcial. Para el caso de que estén previstos

varios cordones de refuerzo, éstos pueden estar dispuestos, al menos parcialmente, paralelos entre sí y/o inclinados entre sí. Además, también es posible formar con los cordones de refuerzo una especie de armazón y/o patrón, que es especialmente regular, de manera que, por lo tanto, las zonas intermedias entre los cordones de refuerzo son aproximadamente del mismo tamaño. Los cordones de refuerzo están configurados con preferencia sólo hacia un lado del componente plano, a saber, por ejemplo, hacia el lado, en el que están dispuestas también las nervaduras. La dilatación del cordón, es decir, por ejemplo el diámetro del cordón de refuerzo está realizado claramente menor frente a la altura de la nervadura (especialmente con relación a los larguerillos), es decir, que tiene como máximo el 15 % de la altura de las nervaduras que rodean las superficies parciales. De esta manera, los cordones de refuerzo forman zonas localmente espesadas del componente plano, que contrarrestan el pandeo. Las zonas restantes de las superficies parciales pueden estar realizadas de esta manera con un espesor de material reducido. Como resultado, con este tipo de construcción se pueden conseguir ahorros de peso de hasta 30 % con relación al componente plano en tipo de construcción monolítica sin los cordones de refuerzo con el mismo comportamiento de pandeo.

Además, al menos un cordón de refuerzo está rodeado con una estructura de apoyo. Esta estructura de apoyo tiene especialmente la función de mantener una forma deseada de la sección transversa o bien una dilatación deseada del cordón de refuerzo durante el procedimiento de fabricación (y posteriormente). La estructura de apoyo puede estar realizada, por ejemplo, a modo de un tejido, red o similar y el al menos un cordón de refuerzo está rodeado, al menos en parte (pero con preferencia totalmente). De esta manera, una estructura de apoyo puede presentar, por ejemplo, una o varias fibras, que estabilizan el cordón de refuerzo (al menos durante la fabricación) en la forma. Durante la fabricación, tal cordón de refuerzo presenta, por ejemplo, varias coladas de fibras de carbono, que están concentradas secas o preimpregnadas. Las fibras de la estructura de apoyo pueden estar formadas en este caso con un material diferente, contemplándose en este caso especialmente fibras de vidrio y/o fibras de aramida. Esta estructura de apoyo se puede reconocer como tal también después de la polimerización del componente plano, pero íntimamente unida con el material de la superficie y/o con el cordón de refuerzo.

De acuerdo con una variante de realización preferida del componente plano, al menos la superficie y el al menos un cordón de refuerzo están configurados monolíticamente. La superficie, que representa especialmente la llamada "piel" del componente plano, está fabricada, por ejemplo, con las capas del material de Prepreg a partir de un material compuesto reforzado con fibras de carbono. También el cordón de refuerzo está formado en este caso de un material compuesto reforzado con fibras de carbono. En el marco del proceso de fabricación, estos elementos de unen ahora entre sí o bien se endurecen de tal manera que no permiten reconocer ya ninguna transición significativa del material, es decir, que están configurados de forma especialmente monolítica (con otras palabras, también de una sola pieza). Aunque, en principio, es posible preparar la superficie y el al menos un cordón de refuerzo de material diferentes entre sí, sin embargo es deseable aquí al menos una coincidencia predominante de los materiales. En particular, el cordón de refuerzo tiene al menos hasta el 90 % en peso del mismo material que la superficie.

Además, se considera ventajoso que se superpongan varios cordones de refuerzo de una superficie parcial. Es decir, con otras palabras, especialmente que los cordones de refuerzo (dispuestos normalmente lineales) se cruzan. En este caso, la dilatación total del cordón en la zona de superposición de ambos cordones de refuerzo se puede incrementar (por ejemplo, duplicar aproximadamente), pero también es posible que un cordón de refuerzo termine sobre el otro y se reduzca en la zona de superposición de tal manera que la dilatación total del cordón de los cordones de refuerzo que se solapan corresponde aproximadamente a la dilatación del cordón de un cordón de refuerzo individual. Además, se prefiere que al menos tal zona esté realizada con cordones de refuerzo superpuestos en una superficie parcial.

Además, se considera aquí ventajoso que la dilatación del cordón corresponde al menos al espesor del material (es igual o mayor) y menor que la altura de la nervadura. Con respecto al espesor del material se considera aquí ventajoso un intervalo que es inferior a 3,5 mm, es decir, por ejemplo, es inferior a 3 mm y en particular aproximadamente 2 mm. El espesor del material se forma con un número correspondientemente (reducido) de capas del material de Prepreg.

Como ya se ha representado en la introducción, las nervaduras (larguerillos) tienen una altura de la nervadura de más de 20 mm de media, es decir, por ejemplo aproximadamente 30 mm. Ahora se propone aquí que la dilatación del cordón esté dispuesta en la zona intermedia con relación al espesor del material y la altura de la nervadura. Muy especialmente preferida es en este caso una dilatación del cordón, que es al menos el doble que el espesor del material, dado el caso incluso al menos corresponde a cinco veces o incluso a diez veces el espesor del material. Se ha revelado muy especial en este caso un cordón de refuerzo con una sección transversal aproximadamente de forma semicircular. A este respecto, la dilatación del cordón en la dirección del espesor del material de la superficie está con preferencia entre 2 y 4 mm. Perpendicularmente al espesor del material. La dilatación del cordón puede ser, por ejemplo, hasta 10 mm. Solamente para completa si indica aquí que tal configuración de la sección transversal del cordón de refuerzo no es obligatoria, sino que a este respecto se pueden realizar adaptaciones a las cargas y/o formas respectivas del componente plano para una configuración diferente. De la misma manera es posible prever diferentes cordones de refuerzo con respecto a la forma de la sección transversal y/o la dilatación del

cordón.

De acuerdo con otro aspecto de la invención, se propone también un procedimiento para la fabricación de un componente plano de una aeronave, que comprende al menos las siguientes etapas:

- a) configuración de una superficie a través de laminación de varias capas de un material endurecible;
- 5 b) disposición de al menos un cordón de refuerzo de un material endurecible sobre la superficie;
- c) endurecimiento de la superficie y del al menos un cordón de refuerzo conjuntamente para la formación de un componente plano monolítico,

en el que el al menos un cordón de refuerzo se prepara con al menos uno de los siguientes procesos:

- torsión de una pluralidad de madejas del material endurecible;
- 10 - concentración de varias madejas del material endurecible;
- fijación de una pluralidad de madejas del material endurecible entre sí;
- disposición de una pluralidad de madejas del material endurecible en una estructura de apoyo.

El procedimiento de acuerdo con la invención mostrado aquí sirve especialmente para la fabricación del componente plano de acuerdo con la invención.

- 15 En la etapa a) se insertan especialmente varias capas de un material de base reforzado con fibras de carbono. Las fibras de carbono están realizadas con preferencia como fibras largas sin fin en el estado de partida, que están dispuestas en los componentes por capas, dado el caso en diferente alineación de la dirección de la longitud de las fibras. Varias de tales capas se pueden posicionar ahora superpuestas y/o adyacentes sobre un soporte, de manera que la superficie está formada especialmente con su configuración curvada. Esta superficie puede presentar en este caso un tamaño de varios metros cuadrados y tiene especialmente una forma (ligeramente) curvada. La configuración del laminado se realiza especialmente en un útil unilateral, que configura el contorno o bien la forma deseada de la superficie.
- 20

- En común con la etapa a) o también a continuación se disponen ahora los cordones de refuerzo (en el estado endurecido o no endurecido) sobre la superficie. En principio, es posible que las nervaduras sean configuradas al mismo tiempo con la etapa a) y/o b), pero esto no es forzosamente necesario. Así, por ejemplo, las nervaduras se pueden fijar (encolar) también posteriormente en el componente endurecido. La disposición de los cordones de refuerzo se realiza en este caso con la alineación descrita anteriormente o bien con el patrón explicado de acuerdo con los requerimientos deseados del componente plano. Aquí hay que indicar también que la capas y/o el cordón de refuerzo se pueden tratar (por ejemplo, impregnar), dado el caso, todavía por separado, para que se puedan endurecer finalmente. De esta manera, el concepto de "material endurecible" abarca, dado el caso, también un producto intermedio, que (todavía) no está pre-impregnado, como un producto semiacabado textil seco o bien madeja de fibras de carbono, fibras de vidrio, fibras de aramida.
- 25
- 30

- El endurecimiento de la superficie según la etapa c) se realiza con preferencia térmicamente o a vacío con sobrepresión. En virtud del contacto directo del cordón de refuerzo con la superficie resulta a través del endurecimiento una configuración monolítica, de una sola pieza, del componente plano.
- 35

Además, el al menos un cordón de refuerzo se prepara con al menos uno de los siguientes procesos:

- torsión de una pluralidad de madejas del material endurecible;
- concentración de varias madejas del material endurecible;
- fijación de una pluralidad de madejas del material endurecible entre sí;
- 40 - disposición de una pluralidad de madejas del material endurecible en una estructura de apoyo.

- Los procesos indicados anteriormente se enfocan especialmente en que se simplifica la manipulación de los cordones de refuerzo durante la fabricación y/o se puede mantener esencialmente la forma (en la sección transversal o en la dirección longitudinal) de los cordones de refuerzo también durante el endurecimiento. Así, por ejemplo, aquí se propone preparar el cordón de refuerzo con una pluralidad de madejas (con preferencia de fibras de carbono), que son torsionadas entre sí o bien son trenzadas entre sí. En algunos casos, puede ser también conveniente que las madejas estén fijadas entre sí, por ejemplo, a modo de un tejido. Además, también es posible que varias madejas del material endurecible sean concentradas para formar los cordones de refuerzo, pudiendo realizarse esto, dato el caso, también a través de medios adhesivos adecuados. El número de las madejas debe seleccionarse teniendo en cuenta la forma deseada de los cordones de refuerzo sobre la superficie del componente
- 45

plano. En caso necesario, se pueden emplear también medios adicionales para fijar entre sí la pluralidad de madejas del material endurecible, pudiendo estar realizados estos medios con el mismo material de las madejas o con un material igualmente adecuado. Por último, también es ventajoso mantener la pluralidad de las madejas en la forma exacta sobre una estructura de apoyo adecuada, sin que esta estructura de apoyo perjudique precisamente la etapa c) descrita anteriormente. La estructura de apoyo puede estar realizada, por lo tanto, por ejemplo también como una red que rodea las madejas o, en cambio, como fibras de fijación hacia la estructura de base textil (de material endurecible, fibras de carbono, fibras de vidrio, fibras de aramida).

Por lo demás, también se considera ventajoso que los materiales endurecibles de las capas y del al menos un cordón de refuerzo estén impregnadas con resina en las etapas a) y b). Esto significa con otras palabras también que en este caso se emplean especialmente los llamados materiales de Prepreg, es decir, tejidos u otras formas de fibras de fibras de carbono (pieza bruta premoldeada), que están impregnadas con resina. Como resina se contempla especialmente una de las siguientes: resina epóxido, resina fenólica, resina de bismaleimida o resina de poliéster.

Además, se considera ventajoso que la etapa c) sea realizada en una autoclave. Esto abre la posibilidad de recurrir para la fabricación de tales componentes planos a tecnología y herramientas conocidas. En cualquier caso, en la fabricación se pueden emplear a este respecto también muchos otros procesos, mencionando a modo de ejemplo RTM (*moldeo de transferencia de resina*) o VARI (*resina asistida a vacío infiltrada*).

Las ventajas de la invención, especialmente el peso reducido del componente plano, se pueden reconocer especialmente en una aeronave, que presenta al menos un componente plano del tipo descrito aquí de acuerdo con la invención que, dado el caso, se fabrica de acuerdo con el procedimiento de fabricación de acuerdo con la invención. Como aeronave se contemplan especialmente un avión de pasajeros o un helicóptero.

Con el componente plano indicado aquí, o bien con el procedimiento de fabricación propuesto a tal fin se pueden conseguir una serie de ventajas considerables. Así, por ejemplo, es posible una verificación sencilla de los componentes, especialmente un análisis no destructivo por medio de ultrasonido. Además, la fabricación del componente plano se puede realizar en una única etapa de trabajo en la autoclave. Además, tampoco hay que olvidar que la aplicación de los cordones de refuerzo se puede realizar, en lo que se refiere al número, tipo y/o posición de forma orientada a la aplicación o bien orientada a la carga (y, dado el caso, incluso de forma automática).

La invención así como el entorno técnico se explican en detalle a continuación con la ayuda de las figuras. Hay que indicar que las variantes de realización ilustradas en las figuras son, en efecto, preferida, pero la invención no está limitada a ello. Se muestra de forma esquemática lo siguiente:

La figura 1 muestra una sección transversal parcial a través de un componente plano.

La figura 2 muestra una variante de realización de un cordón de refuerzo.

La figura 3 muestra una segunda variante del cordón de refuerzo.

La figura 4 muestra una tercera variante del cordón de refuerzo.

La figura 5 muestra una representación en perspectiva de un componente plano, y

La figura 6 muestra una aeronave.

La figura 1 muestra de forma esquemática y en una sección transversal un detalle de un componente plano 1, como se puede emplear posteriormente en una aeronave. En la parte inferior de la figura 1 se ilustra la superficie 3, que se representa aquí, sin embargo, acortada hacia la derecha y hacia la izquierda. La superficie 3 forma, por ejemplo, un área con las dimensiones de 3 m x 10 m. Para la formación o bien para la fabricación de esta superficie 3 se emplean aquí una pluralidad de capas 11 de tejido de fibras de carbono pre-impregnado. Estas capas son colocadas superpuestas y adyacentes durante la fabricación, de manera que en último término realcanza un espesor del material 4 del tipo deseado, siendo el espesor del material 4 con preferencia inferior a 3,5 mm. Aunque aquí la superficie 3 se representa esencialmente plana, sin embargo esta superficie está regularmente curvada.

Para el refuerzo de la superficie 3, sobre un lado (aquí el lado superior) están previstas una pluralidad de nervaduras 5 (larguerillos), que forman una altura de nervadura 6 predeterminada. En la figura 1, las nervaduras 5 solamente se indican, con lo que debe expresarse que las nervaduras 5 solamente son unidas después del endurecimiento común de los cordones de refuerzo y de las capas 11. No obstante, la situación o bien la posición de estas nervaduras 5 con relación a la superficie 3 se conoce con anterioridad, de manera que se pueden identificar las superficies parciales 7 entre las nervaduras 5. Exactamente en estas superficies parciales 7, que forman, por ejemplo, dimensiones en el intervalo de 300 mm x 200 mm, están previstos ahora con preferencia una pluralidad de cordones de refuerzo 8 (aunque aquí solamente se representa un cordón de refuerzo 8 individual). En la figura 1, el cordón de refuerzo 8 se extiende paralelo a las nervaduras 5 y se extiende sobre toda la superficie parcial 7. El cordón de

refuerzo 8 tiene en este caso una sección transversal aproximadamente de forma semicircular con una dilatación del cordón 9. A este respecto se puede reconocer que la dilatación del cordón 9 está en una zona que es mayor que el espesor del material 4, pero menor que la altura de la nervadura 6.

5 Las figuras 2, 3 y 4 muestran diferentes variantes de realización para cordones de refuerzo, como se pueden emplear para la fabricación del componente plano. En este caso, se trata especialmente de una pluralidad de madejas 12 del material endurecible, en particular de fibras de carbono (impregnadas). En la figura 2 las madejas 12 están torsionadas entre sí en forma helicoidal y de esta manera forman por sí solas la dilatación deseada del cordón 9. Esta claro que precisamente durante la fabricación en la autoclave se puede iniciar una deformación del cordón de refuerzo 8, de manera que la dilatación del cordón 9 del material de partida es regularmente mayor que la dilatación del cordón 9 en el componente plano endurecido.

10 En la figura 3, las madejas 12 están alineadas paralelas entre sí, pero están rodeadas por una estructura de apoyo 10 del tipo de red, que concentra las madejas 12. La estructura de apoyo 10 puede estar formada, por ejemplo, por una pluralidad de fibras de vidrio o de aramida. Mientras que en la figura 3 la estructura de apoyo está realizada a modo de un tejido o bien de un trenzado o arrollamiento, la figura 4 muestra la disposición de las madejas 12 alineadas paralelas entre sí sobre una estructura de base 14 textil plana, de manera que las fibras 13 de la estructura de base 10 tensan las madejas 12 y están conectadas con la estructura de base 14 (por ejemplo, que comprende fibras de carbono, fibras de polímero y/o fibras de vidrio). Estas tres variantes de realización del cordón de refuerzo 8 se pueden manipular muy fácilmente durante la fabricación y se pueden posicionar con estabilidad de forma y con exactitud de ajuste sobre el lugar deseado de las superficies parciales del componente plano. Esto se aplica especialmente para el caso de que los cordones de refuerzo y/o (las capas de) la superficie estén impregnadas ya con resina, de manera que con ello se facilita el posicionamiento sobre la superficie.

15 En la figura 5 se representa ahora en perspectiva otro componente plano 1. Se puede reconocer que la superficie 3 está dividida en ambos lados 15 por medio de nervaduras 5 en una pluralidad de superficies parciales 7. En esta variante de realización, sobre el mismo lado 15 que las nervaduras 5 están previstos adicionalmente unos cordones de refuerzo 8. Pero la disposición se realiza de tal manera que en cada superficie parcial 7 están previstos dos cordones de refuerzo 8 que se cruzan, los cuales están dispuestos en cada caso lineales diagonalmente a los límites de las superficies parciales 7.

20 La figura 6 ilustra ahora una aeronave 2 en forma de un avión de pasajeros, en el que están resaltados diferentes componentes planos 1, que pueden ser preparados con la invención ahora con peso claramente reducido. Así, por ejemplo, el componente plano 1 configura superficies de circulación 16 o componentes del fuselaje 17. Además, e pueden fabricar de esta manera, por ejemplo, también componentes del revestimiento exterior de los grupos motopropulsores y/o del morro de la aeronave 2. Se puede reconocer claramente que ya los componentes primarios de la estructura, de superficie grande, de la aeronave 2 se pueden fabricar con el procedimiento propuesto, pudiendo reducirse claramente de la misma manera el peso de la aeronave 2. El consumo de combustible más reducido implicado con ello y/o la carga útil más elevada son ventajas esenciales de la invención.

Lista de signos de referencia

- 1 Componente plano
- 2 Aeronave
- 40 3 Superficie
- 4 Espesor del material
- 5 Nervadura
- 6 Altura de la nervadura
- 7 Superficie parcial
- 45 8 Cordón de refuerzo
- 9 Dilatación del cordón
- 10 Estructura de apoyo
- 11 Capa
- 12 Madeja
- 50 13 Fibras
- 14 Estructura de base
- 15 Lado
- 16 Superficie de circulación
- 17 Fuselaje

REIVINDICACIONES

- 5 1.- Componente plano (1) para una aeronave (2) de material compuesto reforzado con fibras, que forma una superficie (3) con un espesor de material (4), que presenta, además, nervaduras (5) con una altura de la nervadura (6), que forman superficies parciales (7) del componente plano (1), en el que al menos una superficie parcial (7) está realizada con al menos un cordón de refuerzo (8) de una dilatación del cordón (9), que se extiende sobre la superficie parcial (7) entre las nervaduras (5), en el que el al menos un cordón de refuerzo (8) presenta una dilatación del cordón (9) de máximo 10 mm y de esta manera es como máximo el 15 % de la altura de nervadura (6) de las nervaduras (5) que rodean las superficies parciales (7) así como tiene una sección transversal redonda, ovalada o en forma semicircular, en el que el cordón de refuerzo está rodeado con una estructura de apoyo (10).
- 10 2.- Componente plano (1) de acuerdo con la reivindicación 1 de la patente, en el que al menos la superficie (3) y el al menos un cordón de refuerzo (8) están realizados monolíticos.
- 3.- Componente plano (1) de acuerdo con una de las reivindicaciones anteriores de la patente, en el que se superponen varios cordones de refuerzo (8) de una superficie parcial (7).
- 15 4.- Componente plano (1) de acuerdo con una de las reivindicaciones anteriores de la patente, en el que la dilatación del cordón (9) corresponde al menos al espesor del material (4).
- 5.- Componente plano (1) de acuerdo con una de las reivindicaciones anteriores de la patente, en el que la estructura de apoyo (10) está realizada como red o tejido, porque está formada con un material que se diferencia del cordón de refuerzo.
- 20 6.- Procedimiento para la fabricación de un componente plano (1) de una aeronave (2), que comprende al menos las siguientes etapas:
- a) configuración de una superficie (3) a través de laminación de varias capas (11) de un material endurecible;
 - b) disposición de al menos un cordón de refuerzo (8) de un material endurecible sobre la superficie (3);
 - c) endurecimiento de la superficie (3) y del al menos un cordón de refuerzo (8) conjuntamente para la formación de un componente plano monolítico (1),
- 25 caracterizado porque el al menos un cordón de refuerzo (8) se prepara con al menos uno de los siguientes procesos:
- torsión de una pluralidad de madejas (12) del material endurecible;
 - concentración de varias madejas (12) del material endurecible;
 - fijación de una pluralidad de madejas (12) del material endurecible entre sí;
 - disposición de una pluralidad de madejas (12) del material endurecible en una estructura de apoyo (10).
- 30 7.- Procedimiento de acuerdo con la reivindicación 6 de la patente, en el que los materiales endurecibles de la capas (11) y del al menos un cordón de refuerzo (8) están impregnados con resina en las etapas a) y b).
- 8.- Procedimiento de acuerdo con una de las reivindicaciones 6 ó 7 de la patente, en el que la etapa c) se realiza en una autoclave.
- 35 9.- Aeronave (2), que presenta al menos un componente plano (1) de acuerdo con una de las reivindicaciones 1 a 5 de la patente o fabricada de acuerdo con un procedimiento de acuerdo con una de las reivindicaciones 6 a 8 de la patente.

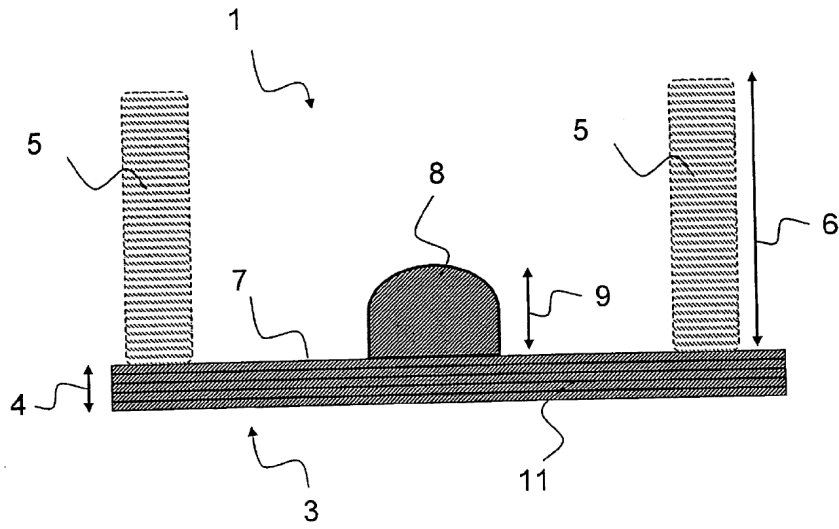


FIG. 1

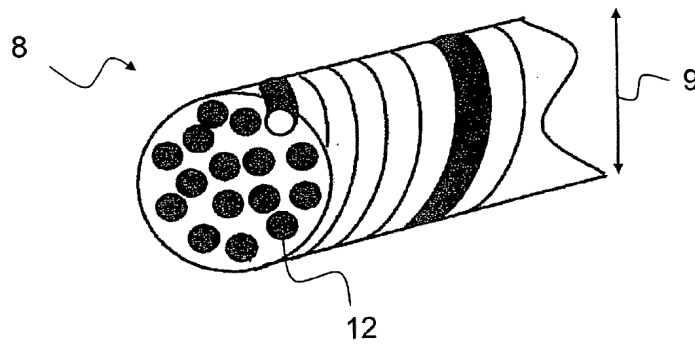


FIG. 2

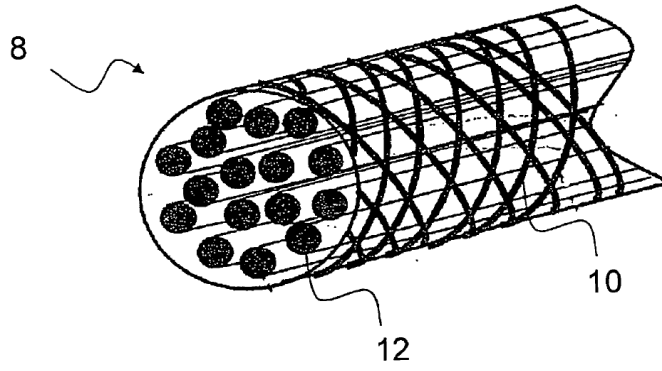


FIG. 3

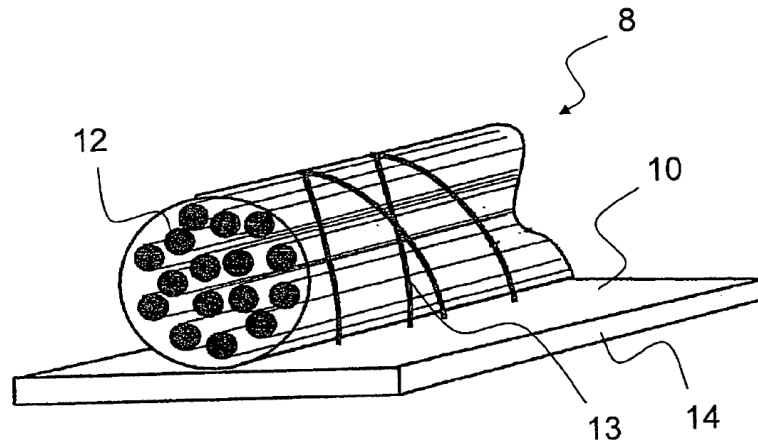


FIG. 4

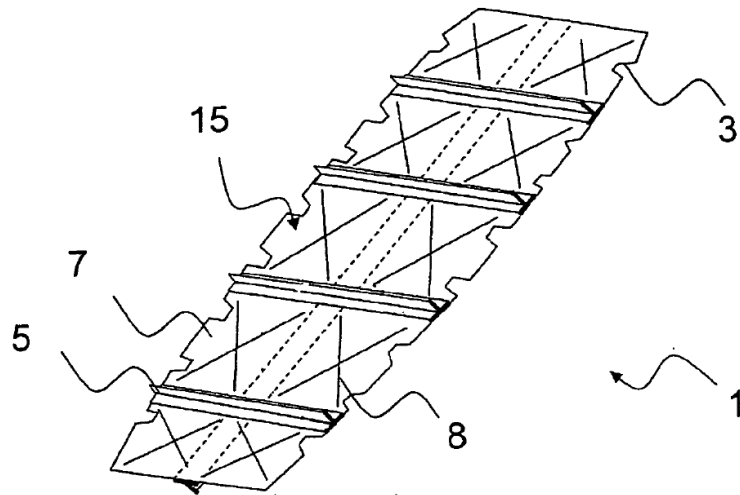


FIG. 5

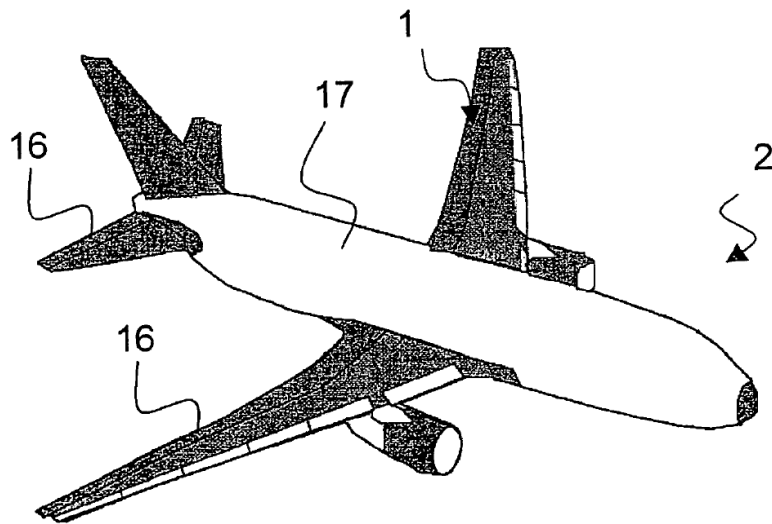


FIG. 6